전산실험모형을 이용한 자동차 엔진 냉각팬의 저소음 설계
Design of Low Noise Engine Cooling Fan for Automobile using DACE Model

심현진*· 이해진*·이유엽**·오재응†
Hyoun-Jin Sim, Hae-Jin Lee, You-Yub Lee and Jae-Eung Oh

Key Words : DACE(전산실험계획법), Fan Noise(팬소음), Kriging(크리깅)

ABSTRACT

This paper proposes an optimal design scheme to reduce the noise of the engine cooling fan by adapting Kriging with two meta-heuristic techniques. An engineering model has been developed for the prediction of the noise spectrum of the engine cooling fan. The noise of the fan is expressed as the discrete frequency noise peaks at the BPF and its harmonics and line spectrum at the broad band by noise generation mechanisms. The object of this paper is to find the Optimal Design for Noise Reduction of the Engine Cooling Fan. We firstly show a comparison of the measured and calculated noise spectra of the fan for the validation of the noise prediction program. Orthogonal array is applied as design of experiments because it is suitable for Kriging. With these simulated data, we can estimate a correlation parameter of Kriging by solving the nonlinear problem with genetic algorithm and find an optimal level for the noise reduction of the cooling fan by optimizing Kriging estimates with simulated annealing. We notice that this optimal design scheme gives noticeable results. Therefore, an optimal design for the cooling fan is proposed by reducing the noise of its system.

1. 서 론

자동차 산업의 발달로 최근 소음문제가 주된 연구의 화제로 떠오르고 있다. 특히 흡기소음, 배기소음, 엔진소음 등에 관한 연구가 많이 이루어졌다. 그러나 자동차의 팬소음은 구조적인 어려움과 국내의 연구가 미비한 실정에서 소음을 저감시키기 위한 연구가 많이 이루어지고 있지 않은 실정이다. 특히 국내에서 팬과 관련한 설계, 생산 기술은 대부분 외국과의 기술 제휴로 그 설계 데이터를 들여오거나, 기존에 알려진 자료를 바탕으로 응용, 생산해 오고 있다. 그러나 팬의 용도가 다양해지고 개방된 시장 내에서 그 기술 경쟁 또한 치열해짐에 따라 생산 기술에 의한 가격 경쟁력 이외에 성능, 소음이나 품질 차별화 등의 설계 기술의 진보가 더불어 요구되고 있다.

또한 최근 소음에 관한 일반인들의 관심이 높아지면서 저소음 기술에 초점이 마쳐지고 이런 기술 확보를 위하여 각 기업들이 소음을 낮추기 위한 연구에 절실히 요구되고 있는 실정이다.

특히 선진국을 중심으로 소음 규제가 강화됨에 따라 국내에서도 소음 규제를 점차로 강화하고 있다. 이 중 버스 등 대형 차량의 소음 저감에 관한 연구는 중 소형차에 비하여 상대적으로 적은 실정이며, 특히 주요 소음원으로 간주되었던 엔진 소음, 흡기 소음, 배기 소음 등의 저감에 관한 연구가 활발히 진행되었고, 많은 성과를 거둠에 따라 그 밖의 주요 소음원으로 판단된 엔진 냉각 팬의 소음이 크게 부각됨으로써 팬에 관한 연구는 최근에 많이 이루어지고 있는 실정이다.

팬 소음에 관한 연구의 상당 부분은 소음이 심각하게 문제시되고 있는 항공기 분야에서 이루어졌다. 그리고 팬 소음에 대한 초기 연구는 이론을 통한 연구보다 실험을 통하여 주로 이루어졌다. 1950 년 대에 들어오면서, 영국의 Lighthill 에 의해 공력 음향학(aeroacoustics)이란 학문이 시작되면서 이론을 통한 연구가 본격적으로 시작되었다. 또한 이 시기부터 설계 변수 및 풍량과의 관계로부터 팬 소음을 해석하는 연구가 시작되었고, Longhouse, Ffowcs 등에 의해 더욱 더 발전하였다. 1970 년대에는, 실험에 의한 팬 연구의 한계가 나타남에 따라 Wright 는 팬 소음원을 발생 기구별로 이론적인 전개하여 팬 소음을 예측하기 위한 기틀을 마련하였다. 또한 Fukano 등은 설계 변수를 고려한 팬 소음 예측 식을 개발하여 팬 소음 스펙트럼을 예측하기 위한 기반을 마련하였다. 1990 년대에는 Wu 등은 Gutin 의 회전하는 소음에 해석에 대한 이론에 근거하여 이산 주파수 소음을 중심으로 차량용 팬 소음을 예측한 연구가 있다.

† 교신저자; 한양대학교 기계공학부
E-mail : jeoh@hanyang.ac.kr
Tel : (02) 2220-0452, Fax : (02) 2299-3153
* 한양대학교 기계공학과
** 호원대학교 기계자동차공학과

최근의 연구 경향은 팬의 유동 해석을 한 후 기존의 예측 식을 응용하여 팬 소음의 양상을 예측하는 CAA (Computational Aero-acoustics Analysis)가 활발히 진행 중에 있다. CAA 를 통한 팬 소음의 모델링은 음향학적 해석 및 예측에 있어서 그 신뢰성이 인정되고 실제 구조물의 검증에는 유용하나, 모델링 시간 및 비용이 많이 들고 해석에 전문성을 요하며 설계 변경 시 다시 모델링 해야 한다는 단점이 있어 다양한 설계 변경이 요구되는 초기 개념 설계에는 실용적이지 못하다. 또한 최근 급속한 발달을 하고 있는 수치 최적화 기법 역시 그 신뢰성은 인정되나, 전문성과 많은 시간이 걸린다는 점에서 초기 개념 설계에 실용적이지 못하다. 따라서 팬 형상을 모델링 하지 않고도 팬 소음을 예측할 수 있는, 신뢰성 있는 예측 프로그램을 개발하고 신뢰성과 실용성을 가지는 설계 기법을 적용하는 것이 초기 개념 설계 및 해석에 있어서 중요한 과제이다.

본 연구에서는 버스용 엔진 냉각 팬의 저소음 설계를 위하여 Wright 와 Wu 의 연구를 기초로 팬 소음 스펙트럼을 예측하였다. 또한 팬 소음에 영향을 끼치는 인자를 선정하여 전산실험계획법에 의해 팬 소음에 끼치는 각 인자의 영향 정도를 파악하고 저소음 설계 사양을 제시하였다.

2. 팬 소음의 예측

2.1 팬 소음 특성

본 연구의 대상인 자동차 엔진 냉각팬은 축류형 팬으로써, 축류형 팬은 작동 유체의 흐름이 축 방향으로 흐를 때 날개에 발생하는 양력으로 유체 흐름 에너지를 얻는 방식이다. 축류형 팬은 주로 저압, 고풍량을 요구하는데 적합하다.

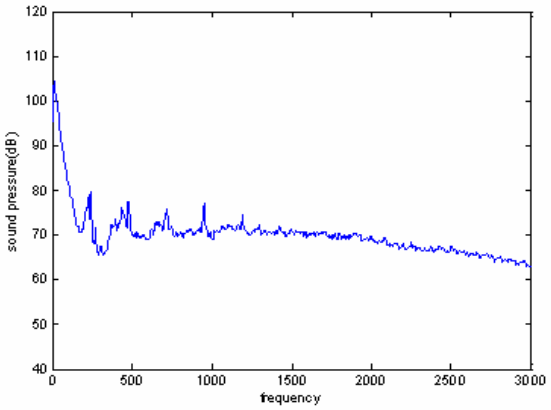

Fig. 1 Fan noise spectrum

축류형 팬의 소음 특성에는 크게 팬의 구조적 진동에 의해 발생하는 기계 구조적 소음과 유체와의 상호 작용에 의한 유체음이 있다. 유체음에는 날개가 공간 상의 고정점을 지날 때, 즉 정익과 동익 사이의 상호 작용에 의한 공기력의 주기적 변동으로 발생하는 이산 주파수 소음(불연속 주파수 소음, discrete frequency noise)과 익면에서의 난류 경계층에서 발생하는 광대역 소음(broadband noise)이 있다. Fig.1 은 임의 팬의 소음 스펙트럼으로서 뚜렷한 피크를 나타내는 값이 이산 주파수 소음에 속하며, 전체적으로 분포하는 값이 광대역 소음을 의미한다.

2.2 팬 소음의 예측

(1) 이산주파수소음의 예측

이산 주파수 소음은 간섭 소음이라고도 하며, 속도 결손의 어떤 불균일한 유입풍과 회전하는 날개가 간섭하여 발생하는 소음이다. 즉, 회전하는 날개에 고정된 압력 장이 회전하는데에서 기인한다. 이는 일반적으로 날개수와 회전수에 관련한 BPF(Blade Passage Frequency)를 기본 주파수로 하고, 이의 조화 성분(harmonic components)으로 구성되며 BPF 는 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$BPF = (V_r \times N)/60 \tag{1}$$

여기서, V_r 은 회전수(rpm), N 은 날개 수이다.

Wu 는 팬의 방사 음압이 회전하는 날개에 의해 유체에 작용하는 힘에 비례한다는 이론으로부터, 다음과 같은 음압 예측 값을 유도하였다.

$$sp = \sum_{j=0}^{\infty} \mathrm{Re}(SP_j e^{-i2\pi jBf_0 t}) \tag{2}$$

여기서 SP_j 는 방사 음압의 스펙트럼을 의미한다.

$$SP_j = \int_{r_h}^{r_t} \frac{\xi B^2 F_L \alpha r \cos\psi \sin\theta}{8\pi^2 R_0}(1-e^{-2\pi\alpha r/B})\left(i\frac{2\pi jBf_0}{c}-\frac{1}{R_0}\right) \times \frac{(2-\delta_{0j})e^{i2\pi jBf_0\sqrt{R_0^2+r^2}/c}}{(\alpha r)^2+(jB)^2}dr \tag{3}$$

여기서, ξ 는 코드 길이에 의한 변수, B 는 날개수, F_L 은 단위 길이당 양력이다. ψ 는 날개 특정 부분에서의 유입각, α 는 압력 펄스의 감소율, r 은 반경을 의미한다.

(2) 광대역소음의 예측

광대역 소음은 팬 날개 표면이나, 슈라우드(shroud) 내면에 생성된 경계층 및 날개 후연

(trailing edge)에서 발생하는 소음으로, 난류의 변동에 관계하며, 난류 소음이라고도 불린다. 이 소음은 날개 후연에서 방출되는 와(vortex,渦)의 변동에 기인하고, 여러 가지 주파수로 구성되어있는 소음이다. 이 광대역 소음은 주로 날개의 형상에 의존하기 때문에 균일한 유입풍의 조건에서 운전되는 경우 (예를 들면 평벽에 부착된 환풍기처럼) 에서는 전체 소음레벨을 지배하는 요인이 되기도 한다.

Wright 에 의해 제시된 난류 경계층 소음의 피크 주파수는 무차원 변수 Strouhal Number 를 이용하여 표현된다.

$$f_{pt} = S_t (V_t / a) = S_t \{N / (\rho_a)_{actual}\} \quad (4)$$

여기서, S_t는 Strouhal Number, V_t는 날개 선단의 속도, a 는 날개의 chord length, $(\rho_a)_{actual}$ $(= a / 2\pi r_t)$는 actual chord solidity, r_t는 날개의 반경이다. 주요 참고 문헌에 보고된 S_t 의 값은 0.8~1.0 범위의 값으로 나타나 있으며, 날개의 폭에 대한 두께의 비율에 따라 약간씩 변화한다. 날개의 폭에 대한 두께의 비율이 5% 정도인 일반 팬에서는 $S_t \cong 1.0$ 이다.

Wright 는 축류형 회전익에 대한 여러 측정 결과로부터 난류 경계층 소음의 피크 레벨에 대한 수식을 다음과 같이 도출하였다.

$$SPL = 10 \log \frac{\Delta f \, V_t^2 (e^{0.46\alpha} / \alpha^2) T_T^2 \sin^2 \sigma}{R^2 a B} - 30 dB(N, m) \quad (5)$$

여기서, Δf 는 피크로부터 20 dB 낮은 레벨을 갖는 주파수 밴드의 폭, α 는 날개의 incidence angle, T_T 는 날개에 가해진 총추력, σ 는 관측점의 elevation angle, R 은 관측거리, B 는 날개 개수이다.

날개에 가해지는 총 추력을 알기 어려운 경우는 lift coefficient 로부터 대략적으로 계산할 수 있다.

$$T_T = 0.5 \rho A V_t^2 C_1 \quad (6)$$

$$A = 0.33 B \cdot a \cdot r_t \quad (7)$$

$$C_1 = 2\pi\alpha \quad (8)$$

즉, 총추력은 lift coefficient C_1, 유체의 밀도 ρ, 날개의 면적 A 로부터 계산된다.

(3) 팬소음 예측 프로그램 개발 및 검증

소음 스펙트럼 예측 이론을 이용하여 팬 소음 예측 시뮬레이터를 개발하였다. 이 때 팬 소음을 그 특성에 따라 이산 주파수 소음과 난류 경계층 소음의 두 가지로 분류하여 각각에 대하여 Wu 와 Wright 의 예측 이론을 적용하였으며, 예측 성능을 검증하기 위하여 대상 팬의 소음 스펙트럼을 예측하고 그 결과를 실험치와 비교하였다. 대상 팬은 팁 직경 65cm 의 버스용 엔진 냉각 팬으로 회전 속도는 1720rpm 이다.

Fig. 2 을 통해 버스 팬의 음압 스펙트럼 실측치와 시뮬레이션 값이 잘 일치함을 볼 수 있다. 관심 주파수 내의 음압 오버올 값(overall value)을 비교하면, 실측치 71.43dB, 예측치 71.57 로 그 차가 매우 근소함으로써, 개발한 팬 소음 예측 프로그램을 검증하였다.

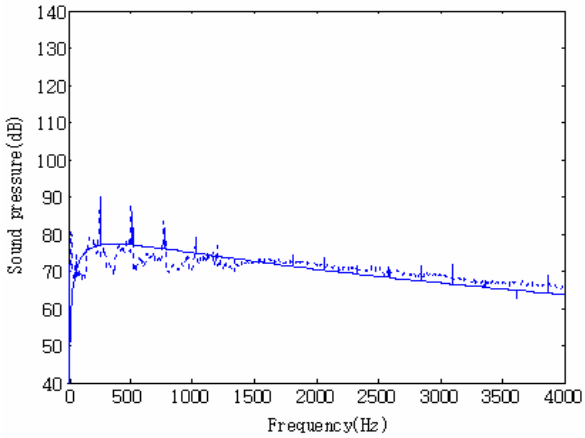

Fig. 2 Comparison of the calculated and the measured noise spectra of the bus fan
(••••• : measurement, ——— : prediction)

3. 전산실험모형을 이용한 최적설계

전산실험(computer experiments)은 여러 가지 입력값(input)을 갖는 컴퓨터 코드들(computer codes)의 수행이다. 많은 컴퓨터 실험의 특징은 결과값(output)이 "결정적" 이라는 것이다. 즉, 같은 입력값을 갖는 코드는 동일한 관측값을 제공하는 것이다. 전산 실험을 수행하는 데에 있어 계산적으로 비용이 많이 들며, 실험의 일반적인 목적은 데이터에 대한 결과값에 대하여 계산적으로 비용이 덜 드는 예측값을 적합시키는 것이다. 따라서, 전산실험에서의 실험설계와 분석의 목적은 확률과정의 실현값으로서 결정적 결과값을 모형화하는 것이며, 효율적인 예측을 위해 (입력값을 선택하는) 실험설계를 위한 통계적 기반을 제공하는 것이다.

본 장에서는 자동차 팬소음을 줄이고자 하는

데에 목적이 있는 바, 이에 적용하기 위한 크리깅 방법의 수학적 모형과 크리깅 추정량 산출방법에 대하여 살펴보고, 이에 대한 산출과정을 정리한다. 설계 인자의 치수 변경에 따른 팬 단품의 소음 정도를 파악하고 저소음 설계 사양을 도출하기 위하여 검증된 팬 소음 예측 프로그램에 최적설계 모듈을 추가하였다. 팬 소음 레벨에의 영향이 작은 인자에 대하여 더 큰 가중치를 주어 각 인자의 효과를 가능한 한 동일한 조건에서 고려할 수 있도록 하였다. 팬 설계 인자 중 소음에 영향을 미치는 정도와 시뮬레이션 수행 시의 변경 가능성을 고려하여 Table 1 과 같은 7 개의 인자(factor)를 선정하고, 대상 팬에 대하여 시뮬레이션을 수행해 보았다. 이때 인자 수를 고려하여 $L_{18}(2^1 \times 3^7)$ 직교 배열표를 선택하여, 총 18 회의 시뮬레이션을 실행하였다.

Table 1 Input factors and levels

Input factors		Levels		
A	Chord length at tip[m]	0.215	0.240	
B	Chord length at hub[m]	0.080	0.095	0.110
C	Tip Diameter	0.63	0.64	0.65
D	Hub Dia. / Tip Dia.	41%	43%	45%
E	Attack angle	3.36	4.36	5.36
F	Setting angle at tip[degree]	28	30	32
G	Setting angle at hub[degree]	41	43	45
H	Flow rate	315	317	319

Table 2 Parameter design using orthogonal array

NO	A	B	C	D	E	F	G	H	Overall SPL
1	1	1	1	1	1	1	1	1	SPL 1
2	1	1	2	2	2	2	2	2	SPL 2
3	1	1	3	3	3	3	3	3	SPL 3
4	1	2	1	1	2	2	3	3	SPL 4
5	1	2	2	2	3	3	1	1	SPL 5
6	1	2	3	3	1	1	2	2	SPL 6
7	1	3	1	2	1	3	2	3	SPL 7
8	1	3	2	3	2	1	3	1	SPL 8
9	1	3	3	1	3	2	1	2	SPL 9
10	2	1	1	3	3	2	2	1	SPL 10
11	2	1	2	1	1	3	3	2	SPL 11
12	2	1	3	2	2	1	1	3	SPL 12
13	2	2	1	2	3	1	3	2	SPL 13
14	2	2	2	3	1	2	1	3	SPL 14
15	2	2	3	1	2	3	2	1	SPL 15
16	2	3	1	3	2	3	1	2	SPL 16
17	2	3	2	1	3	1	2	3	SPL 17
18	2	3	3	2	1	2	3	1	SPL 18

3.1 크리깅 기법을 이용한 최적 파라미터 추출

실험에서 관측값은 입력값의 여러 가지 선택에 따라 그 모형을 수행함으로써 반응함수로서 생성된다. 즉, 주어진 입력 변수 에 대하여 수치적으로 미분연산자를 이용하여 반응변수 에 대한 예측값을 얻을 수 있다. Sacks 등(1989)은 크리깅 모델의 모형을 다음과 같은 선형모델(linear model)과 잔차(departure)의 합으로 표현하였다.

즉, $$y(\mathbf{x}) = f(x) + \delta(x) \quad (9)$$

여기서 $y(\mathbf{x})$ 는 우리가 알고자 하는 함수이며, $f(\mathbf{x})$ 는 주어진 실험데이터를 이용해서 얻어낼 수 있는 전체 설계 영역에서의 x 의 선형함수이고 반응표면(response surface)모델에서의 다항함수(polynomial function)와 비슷한 형태를 가지며, 설계공간(design space)에서 전역적인 모델이다. $\delta(x)$ 는 평균이 0, 분산이 σ^2, 공분산이 0 이 아닌 정규분포를 따르며, 크리깅 모델이 각 데이터 점들을 보간할 수 있도록 국소적인 변동을 만들어 내는 부분으로 응답모델의 불확실성을 나타내준다. 이를 통해 n 개의 추출된 데이터 점을 적절하게 보간해 줄 수 있는 것이다.

$\delta(x)$ 의 공분산(covariance) 행렬은

$$Cov[z(\mathbf{x}^i), z(\mathbf{x}^j)] = \sigma^2 \mathbf{R}[R(\mathbf{x}^i, \mathbf{x}^j)],\ i, j = 1, \cdots, n_s \quad (10)$$

으로 표현될 수 있으며, 이때 $\mathbf{R}$ 은 상관행렬(correlation matrix)이고 $R(\mathbf{x}^i, \mathbf{x}^{j)}$ 은 n 개의 추출된 데이터 점들 중 두 점 $\mathbf{x}^i$ 와 $\mathbf{x}^j$ 사이에서의 상관함수(correlation function)이다.

수학적 함수에서의 최적화를 적용할 때와 같이 최적의 상관계수를 결정하기 위해 유전자 알고리즘을 적용하였고 목적함수를 최대화하도록 하였다. 선택 과정에서는 (−1, 1)에서의 난수을 발생시킨 후, 우수한 형질의 염색체를 그대로 유전시키고, 나머지는 확률적으로 선택하도록 하였다. 이를 통해 최적의 상관계수는 아래와 같은 결과를 얻었다.

Table 3 Optimal correlation parameter

	A	B	C	D
Correlation parameter	0.1057	0.2103	1.4393	0.1177
	E	F	G	H
Correlation parameter	0.1185	0.0177	0.0172	0.0015

Table 4 Optimal level of the fan

	A	B	C	D
Level	0.240	0.080	0.063	0.45
	E	F	G	H
Level	5.185	29.9	41	315.8

위에서 결정된 상관 함수의 계수를 이용하여 크리깅 산출식을 이용하여 팬에서의 최적수준을 산출하면 위의 표와 같다. 담금질 모사기법을 적용시 초기온도 T 는 1, 그리고 온도 하강율은 많은 수행과정을 반복하기 위해 Tr 은 0.9999, 최저온도 Tmin 은 10−6 으로 하였다.

3.2 최적화 확인 시뮬레이션

위에서 구한 최적수준을 적용하여 팬소음을 시뮬레이션하여 결과를 얻었다. SPL 값을 산출한 결과는 Fig. 3 과 같으며, SPL 의 레벨이 66.4dB 로서 현재의 실험설계보다 5.2dB 향상된 결과를 얻을 수 있었다.

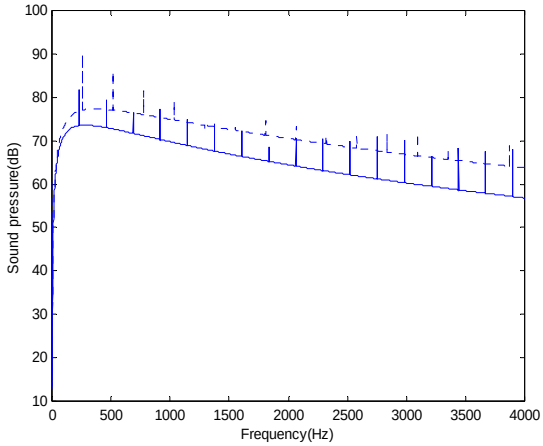

Fig. 3 Simulation results of overall SPL from Kriging method and current experiment
(doted line: original, solid line: optimum)

Table 5 Comparing before and after Kriging based on DACE model

Condition	Overall SPL (dB)
Current (before)	71.6
Kriging (after)	66.4

4. 결 론

본 연구에서는 자동차의 엔진 냉각팬의 저소음 설계를 위하여 전산실험계획법에 기초한 혼합직교배열 모듈과 크리깅 기법을 사용하였다. 실험설계는 먼저 직교배열표를 이용하여 주인자들을 해석한 후, 크리깅 추정량을 산출하여 유의한 최적조건을 찾을 수 있었다.

본 연구에서는 팬소음의 저소음설계기법을 수행하여 얻은 결론은 다음과 같다.

첫째, 본 설계에서는 크리깅 방법을 도입하였다. 이 방법은 기존의 최적화 방법과는 달리 통계적 이론을 바탕으로 상관성이 강하고 비선형적인 문제를 해결하는 데에 사용될 수 있다. 따라서, 좀 더 이론적으로 명확한 방법을 도입함으로서 최적설계에 대한 새로운 방법을 제안하였다.

둘째, 팬소음 최적설계문제에서 상관함수의 계수의 최적값을 적용하여 최적수준을 결정한 결과 최적설계된 팬의 Overall SPL 값은 현재의 설계보다 5.2dB 향상된 결과를 얻을 수 있었다.

향후 보완해야 할 점으로는 메타휴리스틱 방법이 확률적으로 전역적 최적값을 산출하기 때문에 항상 유일한 값을 제공하지는 않다는 점이다. 따라서 보다 정확한 최적값을 얻기 위해서는 보다 많은 실험을 수행하는 것이 필요하리라 판단된다.

참고문헌

(1) Fukano, T., Senoo, Y. and Kodama, Y., 1977, Noise generated by low pressure axial flow fans, I: Modeling of the turbulent noise, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 50, No.1, pp.63-88.

(2) Shah, H., 1998,NOISE RADIATION FROM ENGINE COOLING FANS, *Journal of Sound and Vibration*, Vol.216, No.1, pp.107-132.

(3) Pao., 1967, Fluid Mechanics, Charles E. Merrill Books, pp.56-262.

(4) Krige, D.G. , 1951, A Statistical Approach to Some Basic Mine Valuation Problems on the Witwatersrand, *Journal of the Chemical, Metallurgical and Mining Society of South Africa*, Vol.52, pp.119-139.

(5) Matheron, G. , 1963, Principles of Geostatistics, *Economic Geology*, Vol.58, pp.1246-1266.

(6) Cressie, N. , 1991, Statistics for spatial data, John Wiley & sons, New York, pp.1-143.

(7) Sacks, J., Welch, W.J., Mitchell, T.J. and Wynn, N.P., 1989, Design and Analysis of Computer Experiments, *Statistical Science*, Vol.4, No.4, pp.409-435.

(8) Giunta, A.A., 1997, Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experiments Theory and Response Surface Modeling, *Ph. D.*

Dissertation and MAD Center Report No. 97-05-01, Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia, Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA.

(9) Giunta, A.A., Watson, L.T. and Koehler, J. , 1998, September 2-4, A Comparison of Approximation Modeling Technique: Polynomial Versus Interpolating Models, *7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis & Optimization*, St, Louis, MI, AIAA, AIAA-98-4758.

(10) Booker, A.J. , 1996, Case Studies in Design and Analysis of Computer Experiments, *Proceedings of the Section on Physical and Engineering Sciences*, American Statistical Association.

(11) Booker, A.J., Conn, A.R., Dennis, J.E., Frank, P.D., Trosset, M. and Torczon, V. , 1996, Multi-Level Design Optimization: *A Boeing/IBM/Rice Collaborative Project*, 1996 Final Report, ISSTECH-96-031, The Boeing Company, Seattle, WA.

(12) Cha, K.J., Chin, C.U., Ryu, J.S. and Oh, J.E., 2004, The optimal design for low noise intake system using Kriging method with robust design, *JSME International Journal*, Vol.47, No.3, pp.873-881.

(13) Ryu, J.S., Kim, M.S., Cha, K.J., Lee, T.H. and Choi, D.H., 2002, Kriging Interpolation Methods in Geostatistics and DACE Model, *KSME International Journal*, Vol.16, No.5, pp. 619-632.

(14) Gutin, L., 1942, On the sound field of a rotation propeller, NACA Tech Memo.

(15) Wu, S. F. and Su, S. , 1997, Modeling of the noise spectra of axial flow fans in a free field, *Journal of Sound and Vibration*, Vol.200, No.4, pp.379-399.

(16) Wright, S. E., 1976,The acoustic spectrum of axial flow machines, *Journal of Sound and Vibration*, Vol.45, No.2, pp.165-223.

(17) Bendell, A., Disney, J,and Pridmore., A., 1989, Taguchi Methods: Applications in World Industry, Springer-Verlag., New York.

(18) Box, G.E.P., Hunter, W.G., and Hunter, J.S., 1978, Statistics for Experiments, Wiley & Sons, New York.